

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-22171

(P2002-22171A)

(43) 公開日 平成14年1月23日 (2002.1.23)

(51) Int.Cl.⁷

F 2 3 R 3/34
3/58

識別記号

F I

F 2 3 R 3/34
3/58

テーマコード* (参考)

審査請求 未請求 請求項の数20 O L 外国語出願 (全 34 頁)

(21) 出願番号 特願2001-130610 (P2001-130610)

(22) 出願日 平成13年4月27日 (2001.4.27)

(31) 優先権主張番号 09/604986

(32) 優先日 平成12年6月28日 (2000.6.28)

(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542

ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
GENERAL ELECTRIC CO
MPANY

アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
クタディ、リバーロード、1番

(72) 発明者 アーサー・ウェスレイ・ジョンソン

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
イ、エルムクレスト・レーン、5350番

(74) 代理人 100093908

弁理士 松本 研一

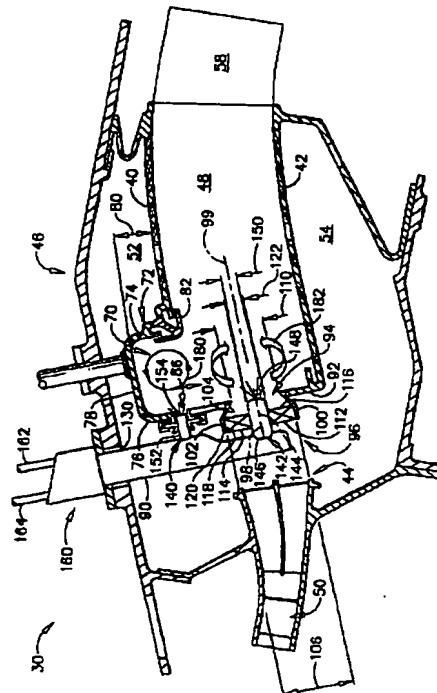
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 旋回安定化ミキサで燃焼器排出物を減らす方法と装置

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービンエンジン用の燃焼器を、エンジンの低出力、中間出力および高出力運転中、高い燃焼効率と、低い酸化炭素および亜酸化窒素排出レベルで作用させる。

【解決手段】 燃焼器は少なくとも二つの燃料段を含む燃料供給装置と、少なくとも一つの捕捉渦空洞と、捕捉渦空洞の半径方向内方にある少なくとも一つのミキサアセンブリとを備えている。両燃料段はパイロット燃料回路と主燃料回路とを含み、パイロット燃料回路は燃料噴射器アセンブリ (90) によって燃料を捕捉渦空洞に供給し、そして主燃料回路も燃料噴射器アセンブリによって燃料をミキサアセンブリに供給する。



BEST AVAILABLE COPY

【特許請求の範囲】

【請求項1】 少なくとも一つの捕捉渦空洞（70）と、少なくとも一つのミキサアセンブリ（96）とを含む燃焼器（16）を用いてガスタービンエンジン（10）からの排出物の量を減らす方法であって、少なくとも二つの燃料段を含む燃料装置（160）を用いて燃料を前記燃焼器内に噴射する段階と、空気流を前記燃焼器内に導き、前記空気流の一部分が前記ミキサアセンブリに供給されそして前記空気流の一部分が前記捕捉渦空洞に供給されるようにする段階とからなる方法。

【請求項2】 前記燃料装置（160）はパイロット燃料段（162）と、主燃料段（164）と、前記パイロット燃料段と前記主燃料段とに連通する燃料噴射器（90）とを含み、前記パイロット燃料段は前記主燃料段の半径方向内方にあり、前記燃料噴射段階は、前記パイロット燃料段だけを用いて燃料を前記燃焼器（16）内に噴射する段階をさらに含む、請求項1記載の方法。

【請求項3】 前記二つの燃料段はパイロット燃料段（162）と、主燃料段（164）と、前記パイロット燃料段と前記主燃料段とに連通する燃料噴射器（90）とを含み、前記パイロット燃料段は前記主燃料段の半径方向内方にあり、前記燃料噴射段階は、前記パイロット燃料段と前記主燃料段とを用いて燃料を前記燃焼器（16）内に噴射する段階をさらに含む、請求項1記載の方法。

【請求項4】 前記燃焼器（16）は少なくとも二つの捕捉渦空洞（70、202）を含み、前記燃料噴射段階はさらに、エンジン緩速出力運転状態中燃料を前記両捕捉渦空洞内だけに噴射する段階と、エンジン（10）増大出力運転状態中燃料を前記ミキサアセンブリ（96）内と前記両捕捉渦空洞内とに噴射する段階とを含む、請求項1記載の方法。

【請求項5】 前記燃焼器（16）は少なくとも二つの捕捉渦空洞（70、202）と少なくとも二つのミキサアセンブリ（308、310）とを含み、前記両捕捉渦空洞は前記両ミキサアセンブリの半径方向外方にあり、前記燃料噴射段階はさらに、エンジン（10）緩速出力運転中燃料を前記両捕捉渦空洞内に噴射する段階を含む、請求項1記載の方法。

【請求項6】 燃料を前記燃焼器（16）内に噴射する前記段階は、さらに、燃料を前記両ミキサアセンブリ（308、310）内と前記両捕捉渦空洞（70、202）内に噴射する段階を含む、請求項5記載の方法。

【請求項7】 少なくとも二つの燃料段を含む燃料装置（160）と、少なくとも一つの捕捉渦空洞（70）であって、前記両燃料段の第1段が燃料を該捕捉渦空洞に供給するように構成されている捕捉渦空洞（70）と、前記捕捉渦空洞の半径方向内方にある少なくとも一つのミキサアセンブリ（96）であって、前記両燃料段の第2段が燃料を該ミキサアセンブリに供給するように構成

されているミキサアセンブリ（96）とを含むガスタービン（10）用燃焼器（16）。

【請求項8】 前記燃料装置（160）と連通する少なくとも一つの燃料噴射器（90）をさらに含み、前記燃料噴射器は燃料を前記捕捉渦空洞（70）と前記ミキサアセンブリ（96）とに供給するように構成されている、請求項7記載の燃焼器（16）。

【請求項9】 前記ガスタービンエンジン（10）は定格出力を有し、前記燃料装置（160）は、さらに、前記ガスタービンエンジンが定格エンジン出力の所定割合以下で作動する時、燃料を前記捕捉渦空洞（70）にだけ供給するように構成されている、請求項7記載の燃焼器（16）。

【請求項10】 前記燃料装置（160）は、さらに、前記ガスタービンエンジン（10）が定格エンジン出力の所定割合以上で作動する時、燃料を前記ミキサアセンブリ（96）と前記捕捉渦空洞（70）とに供給するように構成されている、請求項9記載の燃焼器（16）。

【請求項11】 少なくとも二つの捕捉渦空洞（70、202）をさらに含み、該両燃料段の第1段が燃料を前記両捕捉渦空洞に供給するように構成されている、請求項7記載の燃焼器（16）。

【請求項12】 少なくとも二つのミキサアセンブリ（308、310）と少なくとも二つの捕捉渦空洞（70、202）とをさらに含み、前記両ミキサアセンブリは前記両渦空洞の半径方向内方にある、請求項7記載の燃焼器（16）。

【請求項13】 前記の少なくとも一つのミキサアセンブリ（96）の半径方向外方にある燃焼器ライナをさらに含み、前記燃焼器ライナは外側ライナ（40）と内側ライナ（42）とからなる、請求項7記載の燃焼器（16）。

【請求項14】 前記の少なくとも一つの捕捉渦空洞（70）は前記燃焼器外側ライナ（40）の一部分（72）によって画成されている、請求項13記載の燃焼器（16）。

【請求項15】 燃焼器（16）を含み、この燃焼器は燃料装置（160）と、少なくとも一つの捕捉渦空洞（70）と、少なくとも一つのミキサアセンブリ（96）とを含み、前記燃料装置は少なくとも第1段と第2段を含み、前記第1段は燃料を前記捕捉渦空洞に供給するように構成されており、前記第2段は燃料を前記ミキサアセンブリに供給するように構成されている、ガスタービンエンジン（10）。

【請求項16】 前記燃料装置（160）は、さらに、燃料を前記捕捉渦空洞（70）と前記ミキサアセンブリ（96）とに供給するように構成されている少なくとも一つの燃料噴射器（90）を含む、請求項15記載のガスタービンエンジン（10）。

【請求項17】 前記ガスタービンエンジン（10）は

定格出力を有し、前記燃料装置(160)は、さらに、前記ガスタービンエンジンが定格エンジン出力の所定割合以下で作動する時、燃料を前記捕捉渦空洞(70)にだけ供給するように構成されており、前記燃料装置は、さらに、前記ガスタービンエンジンが定格エンジン出力の所定割合以上で作動する時、燃料を前記ミキサセンブリ(96)と前記捕捉渦空洞とに供給するように構成されている、請求項15記載のガスタービンエンジン(10)。

【請求項18】 前記燃焼器(16)はさらに、少なくとも二つの捕捉渦空洞(70、202)を含み、前記燃料装置第1段は前記両捕捉渦空洞に燃料を供給するように構成されている、請求項15記載のガスタービンエンジン(10)。

【請求項19】 前記燃焼器(16)は、さらに、少なくとも二つのミキサセンブリ(308、310)と、少なくとも二つの捕捉渦空洞(70、202)とを含み、前記両ミキサセンブリは前記両渦空洞の半径方向内方にある、請求項15記載のガスタービンエンジン(10)。

【請求項20】 前記燃焼器(16)は、さらに、前記の少なくとも一つのミキサセンブリ(96)の半径方向外方にある燃焼器ライナを含み、前記燃焼器ライナは外側ライナ(40)と内側ライナ(42)とからなり、前記の少なくとも一つの捕捉渦空洞(70)は前記燃焼器外側ライナの一部分によって画成されている、請求項15記載のガスタービンエンジン(10)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の背景】本発明は一般的には燃焼器に関し、特にガスタービン燃焼器に関する。

【0002】世界的な空気汚染の懸念に対して米国内でも国際的にも比較的厳しい排出基準が定められている。航空機は米国環境保護庁(EPA)と国際民間航空機関(ICAO)の基準に従っている。これらの基準は、空港付近における航空機からの窒素酸化物(NO_x)と未燃焼炭化水素(HC)と一酸化炭素(CO)の排出を規制するものであり、これらの排出物は都市の光化学スモッグ問題をひき起こす。ほとんどの航空機エンジンは、過去50年間にわたるエンジン開発によって有用性が実証されている燃焼器の技術と理論を用いることにより、現今の排出基準に適合し得る。しかし、世界的な環境問題はますます重大になりつつあるので、将来の排出基準が現今の燃焼器技術の能力の範囲内に収まるという保証はない。

【0003】一般に、エンジン排出物は2種類、すなわち、高い火炎温度によって発生するもの(NO_x)と、燃料空気反応を不完全にする低い火炎温度によって発生するもの(HCとCO)とに分類される。両種の汚染物が最少になる小さな窓が存在する。しかし、この窓が有

効であるためには、反応物を良く混ぜなければならない。そうすれば、 NO_x が発生する高温スポットと、COとHCが発生する低温スポットなしに混合気全体にわたって均等な燃焼が発生する。高温スポットは、燃料と空気の混合が、全ての燃料と空気が反応する時(すなわち、生成物内に未燃の燃料と空気が存在しない時)の特定比付近にあるところで発生する。この混合は化学量論混合と呼ばれる。低温スポットは、過剰空気が存在する場合(希薄燃焼と呼ばれる場合)か、あるいは過剰燃料が存在する場合(濃密燃焼と呼ばれる場合)に発生し得る。

【0004】最新のガスタービン燃焼器は、高速空気を微細噴霧燃料と混ぜる10~30個のミキサを備えている。これらのミキサは通常、スワローの中心に配置された単一燃料噴射器からなり、スワローは流入空気を旋回させて保炎性と混合を良くする。燃料噴射器とミキサは燃焼器ドームに配置される。

【0005】一般に、ミキサ内の燃料空気比は濃密である。ガスタービン燃焼器の全体的な燃焼器燃料空気比は希薄であるから、追加空気が個別希釈孔を経て加えられ、その後燃焼器から流出する。噴射燃料の気化と混合が燃焼前に必要であるドームと、空気が濃密ドーム混合気に加えらる希釈孔の付近とで貧弱な混合と高温スポットが発生する可能性がある。

【0006】適当に設計された濃密ドーム燃焼器は、広範な可燃限界を有する非常に安定な装置であり、そして少量のHCおよびCO排出物と、容認し得る NO_x 排出物とを発生することができる。しかし、濃密ドーム燃焼器には基本的な制限が存在する。なぜなら、濃密ドーム混合気は化学量論的または最大 NO_x 発生域を通過した後燃焼器を出なければならないからである。これは特に重要である。なぜなら、最新ガスタービンの運転圧力比(OPR)はサイクル効率と密集性を改善すると増加するので、燃焼器入口温度および圧力が NO_x 発生率を顕著に高めるからである。排出基準がより厳重になりそしてOPRが増加するにつれ、伝統的な濃密ドーム燃焼器がその要求に適合していけるとは思われない。

【0007】当該技術の一つの希薄ドーム燃焼器は二重環状燃焼器(DAC)と呼ばれる。なぜなら、それは各燃料ノズルに2つの半径方向に重ね合わせたミキサを備え、これらのミキサは、燃焼器の前から見ると、2つの環状リングのように見えるからである。追加列のミキサは、相異なる状態での運転のための調整を可能にする。緩速時には、外側ミキサに燃料供給がなされ、これは、緩速状態で効率良く作用するように設計される。より高い出力時には、両方のミキサに燃料供給がなされ、燃料と空気の大部分が内側環状域に供給され、これは、比較的高い出力で最も効率良くかつ少ない排出量で作用するように設計される。ミキサは各ドームでの最適作用に対して調整されているので、ドーム間の境界は大きな区域

にわたってCO反応を抑制し、これによりこれらの設計のCOは同様の濃密ドーム単一環状燃焼器(SAC)より多くなる。このような燃焼器は低出力排出物と高出力NO_xとの妥協の産物である。

【0008】他の公知の設計は、希薄ドーム燃焼器の使用により、上述の問題を軽減する。別々のドームにおいてパイロット段と主段とを分けそしてその境界においてかなりのCO抑制域を設ける代わりに、ミキサが同装置内に、同心ではあるが別々のパイロット空気流と主空気流を発生する。しかし、低出力CO/HCおよび煙排出の同時制御はこのような設計では困難である。なぜなら、燃料と空気の混合を増進すると、しばしば多量のCO/HC排出物が発生するからである。旋回主空気は当然パイロット火炎を同伴してそれを吹き消そうとする。燃料噴霧が主空気に混入することを防ぐために、パイロットは狭角噴霧を発生する。その結果、低旋回数流れに特有の長い噴流火炎が生じる。このようなパイロット火炎は多量の煙、一酸化炭素および炭化水素排出物を発生しそして安定性が低い。

【0009】

【発明の概要】一実施例において、ガスタービンエンジン用の燃焼器が、エンジンの低出力、中間出力および高出力運転中、高い燃焼効率と、少ない一酸化炭素、亜酸化窒素および煙排出量で作用する。燃焼器には燃料供給装置が含まれ、少なくとも二つの燃料段と、少なくとも一つの捕捉渦空洞と、捕捉渦空洞の半径方向内方にある少なくとも一つのミキサアセンブリとを備えている。両燃料段はパイロット燃料回路と主燃料回路とを含み、パイロット燃料回路は燃料噴射器アセンブリによって燃料を捕捉渦空洞に供給し、そして主燃料回路も燃料噴射器アセンブリによって燃料をミキサアセンブリに供給する。

【0010】低出力運転中、燃焼器はパイロット燃料回路だけを用いて作用し、そして燃料は捕捉渦空洞に供給される。捕捉渦空洞内に発生した燃焼ガスは旋回し、そして混合気が燃焼室に入る前に混合気を安定化する。混合気は低出力運転中安定化するので、燃焼器作用効率が維持されそして排出物が制御される。増大出力運転中、燃焼器は主燃料回路を用いて作用し、そして燃料は捕捉渦空洞とミキサアセンブリとに供給される。ミキサアセンブリは燃料を燃焼器全体にわたって均等に分散し、従って、燃焼室内の火炎温度を減らす。その結果、エンジンの低出力、中間出力および高出力運転中、少ない一酸化炭素、亜酸化窒素および煙排出量を制御し維持しながら高い燃焼効率で作用する燃焼器が設けられる。

【0011】

【発明の詳述】図1はガスタービンエンジン10の概略図であり、エンジン10は低圧圧縮機12と高圧圧縮機14と燃焼器16を含み、さらに高圧タービン18と低圧タービン20を含んでいる。

【0012】運転中、空気が低圧圧縮機12を通流しそして圧縮空気が低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給され、高度に圧縮された空気が燃焼器16に送給される。燃焼器16からの気流(図1に示していない)がタービン18、20を駆動する。

【0013】図2は図1に示したエンジン10のようなガスタービンエンジン用の燃焼器30の断面図である。一実施例において、ガスタービンエンジンは、オハイオ州シンシナティのゼネラル・エレクトリック・カンパニーから市販されているGEF414エンジンである。燃焼器30は環状外側ライナ40と、環状内側ライナ42と、外側ライナ40と内側ライナ42との間に延在するドーム付き入口端44とを含んでいる。ドーム付き入口端44は低面積比ディフューザの形状を有する。

【0014】外側ライナ40と内側ライナ42は燃焼器ケーシング46から半径方向内方に隔てられそして燃焼室48を画成している。燃焼器ケーシング46は概して環状であり、そして圧縮機、例えば、図1に示した圧縮機14の出口50から下流方向に延在する。燃焼室48は概して環状でありそしてライナ40、42の半径方向内側に配置されている。外側ライナ40と燃焼器ケーシング46は外側通路52を画成し、そして内側ライナ42と燃焼器ケーシング46は内側通路54を画成している。外側ライナ40と内側ライナ42は、ディフューザ48の下流に配置されたタービン入口ノズル58まで延在する。

【0015】捕捉渦空洞70がドーム付き入口端44のすぐ下流において外側ライナ40の一部分72の内側に設けられている。捕捉渦空洞70は長方形断面輪郭を有し、そして捕捉渦空洞70は燃焼室48内に開いているので、空洞70は後壁74と、上流壁76と、後壁74と上流壁76との間に延在する外壁78だけを備えている。代替実施例では、捕捉渦空洞70は長方形でない断面輪郭を有する。別の代替実施例では、捕捉渦空洞70は丸み付きコーナを有する。外壁78は外側ライナ40とはほぼ平行であり、そして外側ライナ40から距離80だけ半径方向外方に離れている。コーナブラケット82が捕捉渦空洞後壁74と燃焼器外側ライナ40との間に延在しそして後壁74を外側ライナ40に固定している。捕捉渦空洞の上流壁76と後壁74と外壁78はそれぞれ複数の通路(図示せず)と複数の開口(図示せず)を有し、空気を捕捉渦空洞70に入れることができる。

【0016】捕捉渦空洞上流壁76はまた、燃料噴射器アセンブリ90を受入れるような寸法の開口86を有する。燃料噴射器アセンブリ90は、燃焼室48を画成している燃焼室上流壁92の上流で燃焼器ケーシング46を半径方向内方に貫通している。燃焼室上流壁92は燃焼器内側ライナ42と捕捉渦空洞上流壁76との間に延在しそして開口94を有する。燃焼室上流壁92は捕捉

渦空洞上流壁76と実質的に同平面にありそして燃焼器内側ライナ42に対してほぼ垂直である。

【0017】燃焼器上流壁開口94はミキサアセンブリ96を受入れるような寸法を有する。ミキサアセンブリ96は燃焼室上流壁92に取付けられ、ミキサアセンブリの対称軸線98が燃焼室48の対称軸線99とほぼ同軸であるようになっている。ミキサアセンブリ96は概して筒形であって環状断面輪郭(図示せず)を有しそして外壁100を備え、この外壁は上流部分102と下流部分104を有する。

【0018】ミキサアセンブリ外壁上流部分102は実質的に筒形であり、燃料噴射器アセンブリ90を受入れるように定められた直径106を有する。ミキサアセンブリ外壁下流部分104は上流部分102から燃焼器上流壁開口94まで延在しそしてミキサアセンブリ対称軸線98に向かって先細になっている。従って、上流壁開口94の直径110は上流部分直径106より小さい。

【0019】ミキサアセンブリ96はスワラ112を含み、このスワラはミキサアセンブリ96内に周方向に延在する。スワラ112は取入れ側114と出口側116とを有する。スワラ112はミキサアセンブリ外壁上流部分102の内面118に隣接して配置され、スワラ取入れ側114がミキサアセンブリ外壁上流部分102の前縁120と実質的に同平面にあるようになっている。スワラ112は、燃料噴射器アセンブリ90を受入れるように定められた内径122を有する。一実施例において、スワラ112は単一軸流スワラである。代替実施例において、スワラ112は半径方向スワラである。

【0020】燃料噴射器アセンブリ90は、燃焼器ケーシング46の開口130を通して燃焼器30内に半径方向内方に延在する。燃料噴射器アセンブリ90はドーム付き入口端44とミキサアセンブリ96との間に配置されそしてパイロット燃料噴射器140と主燃料噴射器142とを含んでいる。主燃料噴射器142はパイロット燃料噴射器140の半径方向内方にありそしてミキサアセンブリ96内に配置されており、主燃料噴射器対称軸線144がミキサアセンブリ対称軸線98と実質的に同軸であるようになっている。詳述すると、主燃料噴射器142は次のように、すなわち、主燃料噴射器142の取入れ側146がミキサアセンブリ96の上流にありそして主燃料噴射器142の後端部148がスワラ112の半径方向内側でミキサアセンブリ96を貫通して燃焼器上流壁開口94に向かって延在するように配置されている。従って、主燃料噴射器142は、スワラ内径122よりわずかに小さな直径150を有する。

【0021】パイロット燃料噴射器140は主燃料噴射器142の半径方向外方にありそして捕捉渦空洞上流壁開口86の上流に配置されている。詳述すると、パイロット燃料噴射器140は、パイロット燃料噴射器140

の後端154が開口86に近接するように配置されている。

【0022】燃料送給装置160が燃料を燃焼器30に供給し、そしてパイロット燃料回路162と主燃料回路164とを含み、燃焼器30内で発生する亜酸化窒素排出物を制御する。パイロット燃料回路162は燃料噴射器アセンブリ90により燃料を捕捉渦空洞70に供給し、そして主燃料回路164は燃料噴射器アセンブリ90により燃料をミキサアセンブリ96に供給する。運転中、ガスタービンエンジン10が始動されそして緩速運転状態で運転されると、燃料と空気が燃焼器30に供給される。ガスタービン緩速運転状態中、燃焼器30は運転のためにパイロット燃料段だけを用いる。パイロット燃料回路162はパイロット燃料噴射器140によって燃料を燃焼器捕捉渦空洞70内に噴射する。同時に、空気が後壁と上流壁と外壁それぞれの空気通路を経て捕捉渦空洞70に入り、またスワラ112を経てミキサアセンブリ96に入る。捕捉渦空洞空気通路によって集合したシート状の空気が形成され、噴射された燃料と急速に混合し、そして燃料が後壁74、上流壁76または外壁78に沿って境界層を形成することを防止する。

【0023】捕捉渦空洞70内で発生した燃焼ガス180が反時計方向運動をなすように旋回し、そして燃焼室48に入る空燃混合気用の連続的な点火および安定化の源となる。ミキサアセンブリスワラ112を通して燃焼室48に入る空気流182は空燃混合率を増大して、実質的に近化学量論的な火炎域(図示せず)が燃焼室48内で短い在留時間で伝搬することを可能にする。混合増大と、燃焼室48内の短いバルク在留時間との結果、燃焼室48内に発生する亜酸化窒素排出物が減少する。

【0024】パイロット燃料段だけを利用すると、燃焼器30は低出力運転の効率を保つことができ、そしてエンジン低出力運転中に燃焼器30を出る排出物を制御して最少にすることができる。パイロット火炎は、ガスタービン始動状態から全般的に燃料供給を受ける噴霧拡散火炎である。ガスタービンエンジン10が緩速運転状態から増大出力運転状態に加速されるにつれ、追加燃料と追加空気が燃焼器30内に導かれる。パイロット燃料段に加えて、増大出力運転状態中、ミキサアセンブリ96が燃料噴射器アセンブリ90と主燃料回路164とによって主燃料段で燃料を供給される。

【0025】ミキサアセンブリスワラ112から燃焼室48に入る空気流182は、燃焼室48内に噴射された燃料の周囲を旋回して空燃混合気の完全混合を可能にする。旋回空気流182は、ミキサアセンブリ96を経て燃焼室48に入る燃料と空気と、捕捉渦空洞70を経て燃焼室48に入る燃料と空気の空燃混合率を増大する。増大した空燃混合率の結果、燃焼が改善され、そして燃焼器30は、他の公知の燃焼器より少ない燃料噴射器アセンブリ90を用いて動かせることができる。さら

に、燃焼が改善されそしてミキサアセンブリ96が燃料を燃焼器30全体にわたって均等に分布させるので、燃焼室48内の火炎温度が低下し、従って、燃焼器30内に発生する亜酸化窒素の量が減少する。また、捕捉渦空洞火炎がミキサ火炎の点火と安定化に役立つ。従って、ミキサアセンブリ96は希薄燃料空気比で作用し得る。その結果、ミキサアセンブリ96内の火炎温度と亜酸化窒素の発生が低減し、そしてミキサアセンブリ96は希薄燃料空気比装置として燃料供給を受けることができる。

【0026】図3は、ガスタービンエンジン、例えば、図1に示したエンジン10で用い得る燃焼器の代替実施例200の断面図である。燃焼器200は図2に示した燃焼器30とほぼ同様であり、そして燃焼器30の構成部と同等である燃焼器200の構成部は、図3では、図2で用いた符号と同じ符号で表されている。従って、燃焼器200はライナ40、42と、ドーム付き入口端44と、捕捉渦空洞70と、ミキサアセンブリ96を含んでいる。燃焼器200はまた第2捕捉渦空洞202と燃料噴射器アセンブリ204と燃料送給装置206を含んでいる。

【0027】捕捉渦空洞202はドーム付き入口端44のすぐ下流において内側ライナ42の一部分に設けられている。捕捉渦空洞202は捕捉渦空洞70とほぼ同様であり、長方形断面輪郭を有する。代替実施例では、捕捉渦空洞202は長方形でない断面輪郭を有する。別の代替実施例では、捕捉渦空洞202は丸み付きコーナを有する。捕捉渦空洞202は燃焼室48内に開いているので、空洞202は後壁212と、上流壁214と、後壁212と上流壁214との間に延在する外壁216だけを備えている。外壁216は内側ライナ42とほぼ平行であり、そして内側ライナ42から距離220だけ半径方向外方に離れている。コーナブラケット222が捕捉渦空洞後壁212と燃焼器内側ライナ42との間に延在しそして後壁212を内側ライナ42に固定している。捕捉渦空洞上流壁214と後壁212と外壁216はそれぞれ複数の通路（図示せず）と複数の開口（図示せず）を有し、空気を捕捉渦空洞202に入れることができる。

【0028】捕捉渦空洞上流壁214はまた、燃料噴射器アセンブリ204を受入れるような寸法の開口224を有する。燃料噴射器アセンブリ204は燃料噴射器アセンブリ90（図2参照）とほぼ同様であり、パイロット燃料噴射器140と主燃料噴射器142とを含んでいる。燃料噴射器アセンブリ204はまた、主燃料噴射器142の半径方向内方にある第2パイロット燃料噴射器230を含んでいる。第2パイロット燃料噴射器230は第1パイロット燃料噴射器140とほぼ同様であり、そして捕捉渦空洞上流壁開口224の上流に配置されている。詳述すると、第2パイロット燃料噴射器230は

次のように、すなわち、第2パイロット燃料噴射器230の取入れ側152がミキサアセンブリ96の上流にありそして第2パイロット燃料噴射器230の後端154が開口224に近接するように配置されている。

【0029】燃料送給装置206は燃料を燃焼器200に供給し、そしてパイロット燃料回路240と主燃料回路242とを含んでいる。パイロット燃料回路240は燃料噴射器アセンブリ204により燃料を捕捉渦空洞70、202に供給し、そして主燃料回路242は燃料噴射器アセンブリ204により燃料をミキサアセンブリ96に供給する。また、燃料送給装置206にはパイロット燃料段と主燃料段が含まれ、燃焼器200内で発生する亜酸化窒素排出物の制御に用いられる。

【0030】運転中、ガスタービンエンジン10が始動されそして緩速運転状態で運転されると、燃料と空気が燃焼器200に供給される。ガスタービン緩速運転状態中、燃焼器200は運転のためにパイロット燃料段だけを用いる。パイロット燃料回路240はパイロット燃料噴射器140、230によって燃料を燃焼器捕捉渦空洞70、202それぞれに噴射する。同時に、空気流が後壁と上流壁と外壁それぞれの空気通路を経て捕捉渦空洞70、202に入り、またスワラ112を経てミキサアセンブリ96に入る。捕捉渦空洞空気通路によって集合したシート状の空気が形成され、噴射された燃料と急速に混合し、そして燃料が捕捉渦空洞70、202内に境界層を形成することを防止する。

【0031】捕捉渦空洞70、202内で発生した燃焼ガス180が反時計方向運動をなすように旋回し、そして燃焼室48に入る空燃混合気用の連続的な点火および安定化の源となる。ミキサアセンブリスワラ112を通して燃焼室48に入る空気流182は空燃混合率を増大して、実質的に近化学量論的な火炎域（図示せず）が燃焼室48内で短い在留時間で伝搬することを可能にする。混合増大と、燃焼室48内の短いバルク在留時間との結果、燃焼室48内に発生する亜酸化窒素排出物が減少する。

【0032】パイロット燃料段だけを利用すると、燃焼器200は低出力運転の効率を保つことができ、そしてエンジン低出力運転中に燃焼器200を出る排出物を制御して最少にすることができる。パイロット火炎は、ガスタービン始動状態から全般的に燃料供給を受ける噴霧拡散火炎である。ガスタービンエンジン10が緩速運転状態から増大出力運転状態に加速されるにつれ、追加燃料と追加空気が燃焼器200内に導かれる。パイロット燃料段に加えて、増大出力運転状態中、ミキサアセンブリ96が燃料噴射器アセンブリ204と主燃料回路242とによって主燃料段で燃料を供給される。

【0033】ミキサアセンブリスワラ112から燃焼室48に入る空気流182は、燃焼室48内に噴射された燃料の周囲を旋回して空燃混合気の完全混合を可能に

10

20

30

40

50

する。旋回空気流182は、ミキサアセンブリ96を経て燃焼室48に入る燃料と空気と、捕捉渦空洞70、202を経て燃焼室48に入る燃料と空気の空燃混合率を増大する。増大した空燃混合率の結果、燃焼が改善され、そして燃焼器200は、他の公知の燃焼器より少ない燃料噴射器アセンブリ204を用いて働かせることができる。さらに、燃焼が改善されそしてミキサアセンブリ96が燃料を燃焼器200全体にわたって均等に分布させるので、燃焼室48内の火炎温度が低下し、従って、燃焼器200内に発生する亜酸化窒素の量が減少する。また、捕捉渦空洞火炎がミキサ火炎の点火と安定化に役立つ。従って、ミキサアセンブリ96は希薄燃料空気比で作用し得る。その結果、ミキサアセンブリ96内の火炎温度と亜酸化窒素の発生が低減し、そしてミキサアセンブリ96は希薄燃料空気比装置として燃料供給を受けることができる。

【0034】図4は、ガスタービンエンジン、例えば、図1に示したエンジン10で用い得る燃焼器の代替実施例300の断面図である。燃焼器300は図3に示した燃焼器200とほぼ同様であり、そして燃焼器200の構成部と同等である燃焼器300の構成部は、図4では、図3で用いた符号と同じ符号で表されている。従って、燃焼器300はライナ40、42と、ドーム付き入口端44と、捕捉渦空洞70を含んでいる。燃焼器300はまた第2捕捉渦空洞202と、燃料噴射器アセンブリ304と、燃料送給装置306と、第1ミキサアセンブリ308と、第2ミキサアセンブリ310を含んでいる。

【0035】燃焼器上流壁開口94はミキサアセンブリ308、310を受入れるような寸法を有する。ミキサアセンブリ308、310はミキサアセンブリ96（図3、図4参照）とほぼ同様であり、各ミキサアセンブリは前縁320と、後縁322と、対称軸線324とを含んでいる。ミキサアセンブリ308、310は、前縁320が実質的に同平面にありそして後縁322も実質的に同平面にあるように配置されている。加えて、ミキサアセンブリ308、310は、両ミキサアセンブリが燃焼室対称軸線99に関して対称的であるように、燃焼室上流壁92に取付けられている。

【0036】各ミキサアセンブリ308、310はまたスワラ330とベンチュリ332を含んでいる。スワラ330はスワラ112（図2と図3参照）とほぼ同様であり、そして燃料噴射器アセンブリ304を受入れるように定められた内径334を有する。スワラ330はミキサアセンブリベンチュリ332に隣接している。一実施例において、スワラ330は単一軸流スワラである。代替実施例において、スワラ330は半径方向スワラである。スワラ330により、ミキサアセンブリ308、310を通流する空気が旋回し、これにより燃料と空気が完全に混合した後燃焼室48に入

る。一実施例において、スワラ330は空気流を反時計方向に旋回させる。他の実施例において、スワラ330は空気流を時計方向に旋回させる。さらに別の実施例では、スワラ330は空気流を反時計方向と時計方向に旋回させる。

【0037】ベンチュリ332は環状でありそしてスワラ330の半径方向外方にある。ベンチュリ332は平坦部分340と先細部分342と末広部分344とを有する。平坦部分340はスワラ330の半径方向外側にあり同スワラに隣接している。先細部分342は平坦部分340からベンチュリ頂部346まで半径方向内方に延在する。末広部分344はベンチュリ頂部346からベンチュリ332の後縁350まで半径方向外方に延在する。代替実施例では、ベンチュリ332は先細部分342だけを含み、末広部分344を含まない。

【0038】燃料噴射器アセンブリ304は燃料噴射器アセンブリ204（図3参照）とほぼ同様であり、パイロット燃料噴射器140と主燃料噴射器142と第2パイロット燃料噴射器230を含んでいる。また、燃料噴射器アセンブリ304には第2主燃料噴射器360が含まれ、主燃料噴射器142の半径方向内方にそして主燃料噴射器142と第2パイロット燃料噴射器230との間に存在する。

【0039】第2主燃料噴射器360は第1主燃料噴射器142と同等でありそして燃焼器上流壁開口94の上流に配置されており、第2主燃料噴射器360はミキサアセンブリ対称軸線324と実質的に同軸である。詳述すると、第2主燃料噴射器360は次のように、すなわち、第2主燃料噴射器360の取入れ側147がミキサアセンブリ310の上流にありそして第2主燃料噴射器360の後端部148がスワラ330の半径方向内側でミキサアセンブリ310を貫通して燃焼器上流壁開口94に向かって延在するように配置されている。

【0040】第1主燃料噴射器142は燃焼器上流壁開口94の上流に配置されており、ミキサアセンブリ対称軸線324と実質的に同軸である。詳述すると、第1主燃料噴射器142は次のように、すなわち、第1主燃料噴射器142の取入れ側146がミキサアセンブリ308の上流にありそして第1主燃料噴射器142の後端部148がスワラ330の半径方向内側でミキサアセンブリ308を貫通して燃焼器上流壁開口94に向かって延在するように配置されている。

【0041】燃料送給装置306は燃料を燃焼器300に供給し、そしてパイロット燃料回路370と主燃料回路372とを含んでいる。パイロット燃料回路370は燃料噴射器アセンブリ304により燃料を捕捉渦空洞70、202に供給し、そして主燃料回路372は燃料噴射器アセンブリ304により燃料をミキサアセンブリ308、310に供給する。また、燃料送給装置306にはパイロット燃料段と主燃料段が含まれ、燃焼器300

内で発生する亜酸化窒素排出物の制御に用いられる。

【0042】上述の燃焼器は費用削減に有効でありそして信頼性が高い。この燃焼器は少なくとも一つのミキサアセンブリと、少なくとも一つの捕捉渦空洞と、少なくとも二つの燃料回路を含む燃料送給装置とを含んでいる。緩速出力運転状態中、燃焼器は、燃料を捕捉渦空洞に供給する一つの燃料回路だけで作用する。パイロット燃料段により、燃焼器は排出物を最少にしながら低出力運転効率を維持することができる。増大出力運転状態中は、燃焼器は両燃料回路を使用し、そして燃料が燃焼器全体にわたって均等に分散される。その結果、火炎温度が低下しそして燃焼が改善される。従って、燃焼器は燃焼効率が高く、そして一酸化炭素、亜酸化窒素および煙排出物が少ない。

【0043】本発明を様々な特定実施例に関して説明したが、本発明の実施に当たり、本発明の範囲内で改変が可能であることはもちろんである。

【図面の簡単な説明】

【図1】燃焼器を含むガスタービンエンジンの概略図である。

【図2】図1に示したガスタービンエンジンで用いる燃焼器の断面図である。

【図3】図2に示した燃焼器の代替実施例の断面図である。

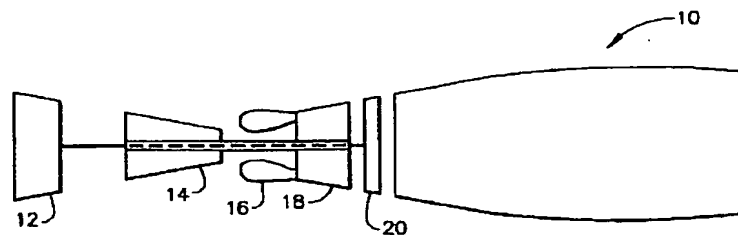
【図4】図2に示した燃焼器の第2代替実施例の断面図である。

【符号の説明】

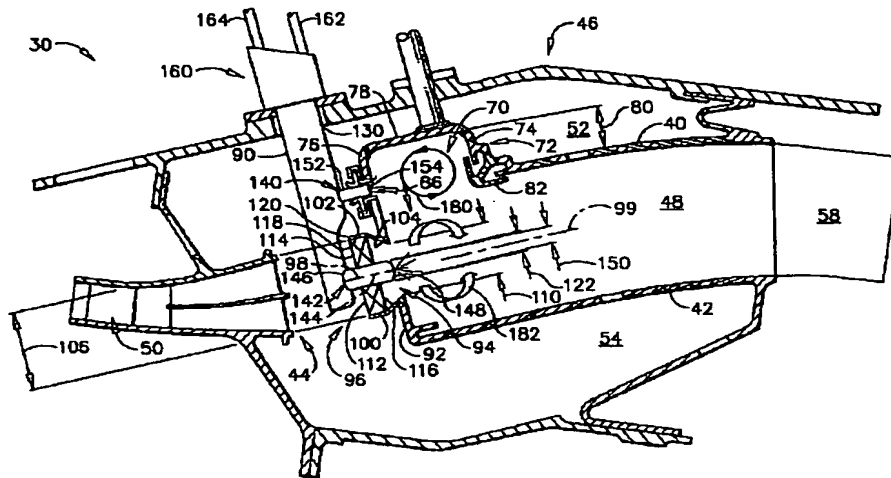
10 ガスタービンエンジン
16 燃焼器

* 30 燃焼器
40 外側ライナ
42 内側ライナ
70 捕捉渦空洞
90 燃料噴射器アセンブリ
96 ミキサアセンブリ
112 スワラ
140 パイロット燃料噴射器
142 主燃料噴射器
10 160 燃料送給装置
162 パイロット燃料回路
164 主燃料回路
200 燃焼器
202 第2捕捉渦空洞
204 燃料噴射器アセンブリ
206 燃料送給装置
230 第2パイロット燃料噴射器
240 パイロット燃料回路
242 主燃料回路
20 300 燃焼器
304 燃料噴射器アセンブリ
306 燃料送給装置
308 第1ミキサアセンブリ
310 第2ミキサアセンブリ
330 スワラ
332 ベンチュリ
360 第2主燃料噴射器
370 パイロット燃料回路
* 372 主燃料回路

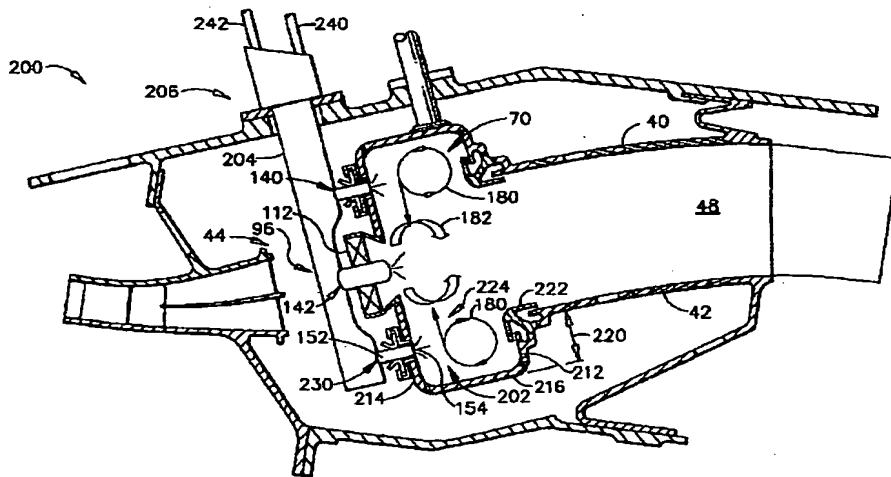
【図1】



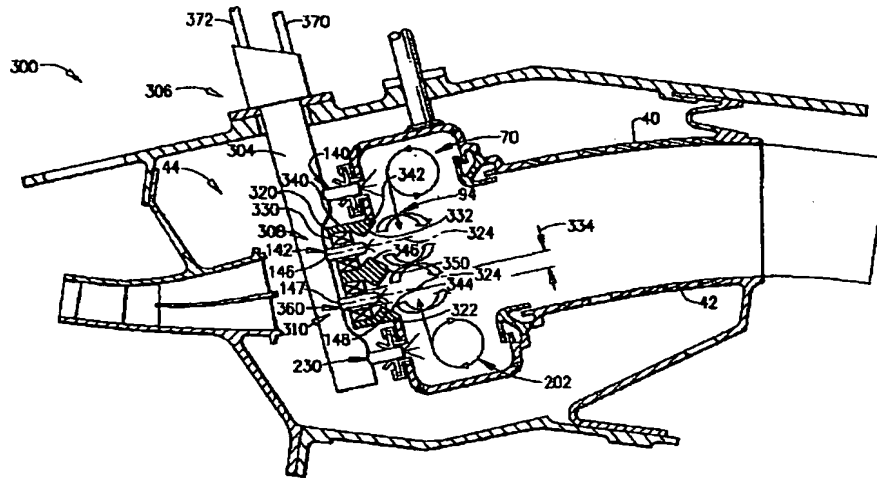
【図2】



【図3】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 ロバート・アンドリュー・ウェード
アメリカ合衆国、ミシガン州、ディアボ
ン、ロング・ブールヴァール、22204番

(72)発明者 ヒュカム・チャンド・モンギア
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キングフィッシャー・レー
ン、8006番

(72)発明者 デビッド・ルイ・ブルス
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
ィ、ブランディワイン・レーン、10652番

【外国語明細書】

1. Title of Invention

**METHODS AND APPARATUS FOR DECREASING
COMBUSTOR EMISSIONS WITH SWIRL
STABILIZED MIXER**

2. Claims

1. A method for reducing an amount of emissions from a gas turbine engine (10) using a combustor (16) including at least one trapped vortex (70) and at least one mixer assembly (96), said method comprising the steps of:

injecting fuel into the combustor using a fuel system (160) that includes at least two fuel stages; and

directing airflow into the combustor such that a portion of the airflow is supplied to the mixer assembly and a portion of the airflow is supplied to the trapped vortex.

2. A method in accordance with Claim 1 wherein the fuel system (160) includes a pilot fuel stage (160), a main fuel stage (162), and a fuel injector (90) in flow communication with the pilot fuel stage and the main fuel stage, the pilot fuel stage radially inward from the main fuel stage, said step of injecting fuel further comprising the step of injecting fuel into the combustor (16) using only the pilot fuel stage.

3. A method in accordance with Claim 1 wherein the two fuel stages include a pilot fuel stage (160), a main fuel stage (162), and a fuel injector (90) in flow communication with the pilot fuel stage and the main fuel stage, the pilot fuel stage radially inward from the main fuel stage, said step of injecting fuel further comprising the step of injecting fuel into the combustor (16) using the pilot fuel stage and the main fuel stage.

4. A method in accordance with Claim 1 wherein the combustor (16) includes at least two trapped vortex cavities (70, 202), said step of injecting fuel further comprising the steps of:

injecting fuel into only the two trapped vortex cavities during engine idle power operating conditions; and

injecting fuel into the mixer assembly (96) and the two trapped vortex cavities during engine (10) increased power operating conditions.

5. A method in accordance with Claim 1 wherein the combustor (16) includes at least two trapped vortex cavities (70, 202) and at least two mixer assemblies (308, 310), the two trapped vortex cavities radially outward from the two mixer assemblies, said step of injecting fuel further comprising the step of injecting fuel into the two trapped vortex cavities during engine (10) idle power operations.

6. A method in accordance with Claim 5 wherein said step of injecting fuel into the combustor (16) further comprising the step of injecting fuel into the two mixer assemblies (308, 310) and the two trapped vortex cavities (70, 202).

7. A combustor (16) for a gas turbine (10) comprising:

a fuel system (160) comprising at least two fuel stages;

at least one trapped vortex cavity (70), a first of said two fuel stages configured to supply fuel to said trapped vortex cavity; and

at least one mixer assembly (96) radially inward from said trapped vortex cavity, a second of said two fuel stages configured to supply fuel to said mixer assembly.

8. A combustor (16) in accordance with Claim 7 further comprising at least one fuel injector (90) in flow communication with said fuel system (160), said fuel injector configured to supply fuel to said trapped vortex cavity (70) and said mixer assembly (96).

9. A combustor (16) in accordance with Claim 7 wherein the gas turbine engine (10) has a rated power, said fuel system (160) further configured to supply fuel only to said trapped vortex cavity (70) when the gas turbine engine operates below a predefined percentage of rated power engine power.

10. A combustor (16) in accordance with Claim 9 wherein said fuel system (160) further configured to supply fuel to said mixer assembly (96) and said trapped vortex (70) when the gas turbine engine (10) operates above a predefined percentage of rated engine power.

11. A combustor (16) in accordance with Claim 7 further comprising at least two trapped vortex cavities (70, 202), a first of said two fuel stages configured to supply fuel to said two trapped vortex cavities.

12. A combustor (16) in accordance with Claim 7 further comprising at least two mixer assemblies (308, 310) and at least two trapped vortex cavities (70, 202), said two mixer assemblies radially inward from said two vortex cavities.

13. A combustor (16) in accordance with Claim 7 further comprising a combustor liner radially outward from said at least one mixer assembly (96), said combustor liner comprising an outer liner (40) and an inner liner (42).

14. A combustor (16) in accordance with Claim 13 wherein said at least one trapped vortex (70) defined by a portion (72) of said combustor outer liner (40).

15. A gas turbine engine (10) comprising a combustor (16) comprising a fuel system (160), at least one trapped vortex cavity (70), and at least one mixer assembly (96), said fuel system comprising at least a first stage and a second stage, said first stage configured to supply fuel to said trapped vortex cavity, said second stage configured to supply fuel to said mixer assembly.

16. A gas turbine engine (10) in accordance with Claim 15 wherein said fuel system (160) further comprises at least one fuel injector (90) configured to supply fuel to said trapped vortex cavity (70) and said mixer assembly (96).

17. A gas turbine engine (10) in accordance with Claim 15 wherein said gas turbine engine includes a rated power, said fuel system (160) further configured to supply fuel only to said trapped vortex cavity (70) when said gas

turbine engine operates below a predefined percentage of rated engine power, said fuel system further configured to supply fuel to said mixer assembly (96) and said trapped vortex cavity when said gas turbine engine operates above a predefined percentage of rated engine power.

18. A gas turbine engine (10) in accordance with Claim 15 wherein said combustor (16) further comprises at least two trapped vortex cavities (70, 202), said fuel system first stage configured to supply to said two trapped vortex cavities.

19. A gas turbine engine (10) in accordance with Claim 15 wherein said combustor (16) further comprises at least two mixer assemblies (308, 310) and at least two trapped vortex cavities (70, 202), said two mixer assemblies radially inward from said two vortex cavities.

20. A gas turbine engine (10) in accordance with Claim 15 wherein said combustor (16) further comprises a combustor liner radially outward from said at least one mixer assembly (96), said combustor liner comprising an outer liner (40) and an inner liner (42), said at least one trapped vortex (70) defined by a portion of said combustor outer liner.

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

This application relates generally to combustors and, more particularly, to gas turbine combustors.

Air pollution concerns worldwide have led to stricter emissions standards both domestically and internationally. Aircraft are governed by both Environmental Protection Agency (EPA) and International Civil Aviation Organization (ICAO) standards. These standards regulate the emission of oxides of nitrogen (NO_x), unburned hydrocarbons (HC), and carbon monoxide (CO) from aircraft in the vicinity of airports, where they contribute to urban photochemical smog problems. Most aircraft engines are able to meet current emission standards using combustor technologies and theories proven over the past 50 years of engine development. However, with the advent of greater environmental concern worldwide, there is no guarantee that future emissions standards will be within the capability of current combustor technologies.

In general, engine emissions fall into two classes: those formed because of high flame temperatures (NO_x), and those formed because of low flame temperatures which do not allow the fuel-air reaction to proceed to completion (HC & CO). A small window exists where both pollutants are minimized. For this window to be effective, however, the reactants must be well mixed, so that burning occurs evenly across the mixture without hot spots, where NO_x is produced, or cold spots, where CO and HC are produced. Hot spots are produced where the mixture of fuel and air is near a specific ratio when all fuel and air react (i.e. no unburned fuel or air is present in the products). This mixture is called stoichiometric. Cold spots can occur if either excess air is present (called lean combustion), or if excess fuel is present (called rich combustion).

Modern gas turbine combustors consist of between 10 and 30 mixers, which mix high velocity air with a fine fuel spray. These mixers usually consist of a single fuel injector located at a center of a swirler for swirling the incoming air to enhance flame stabilization and mixing. Both the fuel injector and mixer are located on a combustor dome.

In general, the fuel to air ratio in the mixer is rich. Since the overall combustor fuel-air ratio of gas turbine combustors is lean, additional air is added through discrete dilution holes prior to exiting the combustor. Poor mixing and hot spots can occur both at the dome, where the injected fuel must vaporize and mix prior to burning, and in the vicinity of the dilution holes, where air is added to the rich dome mixture.

Properly designed, rich dome combustors are very stable devices with wide flammability limits and can produce low HC and CO emissions, and acceptable NOx emissions. However, a fundamental limitation on rich dome combustors exists, since the rich dome mixture must pass through stoichiometric or maximum NOx producing regions prior to exiting the combustor. This is particularly important because as the operating pressure ratio (OPR) of modern gas turbines increases for improved cycle efficiencies and compactness, combustor inlet temperatures and pressures increase the rate of NOx production dramatically. As emission standards become more stringent and OPR's increase, it appears unlikely that traditional rich dome combustors will be able to meet the challenge.

One state-of-the-art lean dome combustor is referred to as a dual annular combustor (DAC) because it includes two radially stacked mixers on each fuel nozzle which appear as two annular rings when viewed from the front of a combustor. The additional row of mixers allows tuning for operation at different conditions. At idle, the outer mixer is fueled, which is designed to operate efficiently at idle conditions. At higher powers, both mixers are fueled with the majority of fuel and air supplied to the inner annulus, which is designed to operate most efficiently and with few emissions at higher powers. While the mixers have been tuned for optimal operation with each dome, the boundary between the domes quenches the CO

reaction over a large region, which makes the CO of these designs higher than similar rich dome single annular combustors (SACs). Such a combustor is a compromise between low power emissions and high power NO_x.

Other known designs alleviate the problems discussed above with the use of a lean dome combustor. Instead of separating the pilot and main stages in separate domes and creating a significant CO quench zone at the interface, the mixer incorporates concentric, but distinct pilot and main air streams within the device. However, the simultaneous control of low power CO/HC and smoke emission is difficult with such designs because increasing the fuel/air mixing often results in high CO/HC emissions. The swirling main air naturally tends to entrain the pilot flame and quench it. To prevent the fuel spray from getting entrained into the main air, the pilot establishes a narrow angle spray. This results in a long jet flames characteristic of a low swirl number flow. Such pilot flames produce high smoke, carbon monoxide, and hydrocarbon emissions and have poor stability.

BRIEF SUMMARY OF THE INVENTION

In an exemplary embodiment, a combustor for a gas turbine engine operates with high combustion efficiency and low carbon monoxide, nitrous oxide, and smoke emissions during low, intermediate, and high engine power operations. The combustor includes a fuel delivery system that includes at least two fuel stages, at least one trapped vortex cavity, and at least one mixer assembly radially inward from the trapped vortex cavity. The two fuel stages include a pilot fuel circuit that supplies fuel to the trapped vortex cavity through a fuel injector assembly and a main fuel circuit that also supplies fuel to the mixer assembly with the fuel injector assembly.

During low power operation, the combustor operates using only the pilot fuel circuit and fuel is supplied to the trapped vortex cavity. Combustion gases generated within the trapped vortex cavity swirl and stabilize the mixture prior to the mixture entering a combustion chamber. Because the mixture is stabilized during low power operation, combustor operating efficiency is maintained and emissions are controlled. During increased power operation, the combustor operates using the main

fuel circuit and fuel is supplied to the trapped vortex cavity and the mixer assembly. The mixer assembly disperses fuel evenly throughout the combustor to increase the mixing of fuel and air, thus reducing flame temperatures within the combustion chamber. As a result, a combustor is provided which operates with a high combustion efficiency while controlling and maintaining low carbon monoxide, nitrous oxide, and smoke emissions during engine low, intermediate, and high power operations.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

Figure 1 is a schematic illustration of a gas turbine engine 10 including a low pressure compressor 12, a high pressure compressor 14, and a combustor 16. Engine 10 also includes a high pressure turbine 18 and a low pressure turbine 20.

In operation, air flows through low pressure compressor 12 and compressed air is supplied from low pressure compressor 12 to high pressure compressor 14. The highly compressed air is delivered to combustor 16. Airflow (not shown in Figure 1) from combustor 16 drives turbines 18 and 20.

Figure 2 is a cross-sectional view of a combustor 30 for use with a gas turbine engine, similar to engine 10 shown in Figure 1. In one embodiment, the gas turbine engine is a GE F414 engine available from General Electric Company,

Cincinnati, Ohio. Combustor 30 includes an annular outer liner 40, an annular inner liner 42, and a domed inlet end 44 extending between outer and inner liners 40 and 42, respectively. Domed inlet end 44 has a shape of a low area ratio diffuser.

Outer liner 40 and inner liner 42 are spaced radially inward from a combustor casing 46 and define a combustion chamber 48. Combustor casing 46 is generally annular and extends downstream from an exit 50 of a compressor, such as compressor 14 shown in Figure 1. Combustion chamber 48 is generally annular in shape and is disposed radially inward from liners 40 and 42. Outer liner 40 and combustor casing 46 define an outer passageway 52 and inner liner 42 and combustor casing 46 define an inner passageway 54. Outer and inner liners 40 and 42, respectively, extend to a turbine inlet nozzle 58 disposed downstream from diffuser 48.

A trapped vortex cavity 70 is incorporated into a portion 72 of outer liner 40 immediately downstream of dome inlet end 44. Trapped vortex cavity 70 has a rectangular cross-sectional profile and because trapped vortex cavity 70 opens into combustion chamber 48, cavity 70 only includes an aft wall 74, an upstream wall 76, and an outer wall 78 extending between aft wall 74 and upstream wall 76. In an alternative embodiment, trapped vortex cavity 70 has a non-rectangular cross-sectional profile. In a further alternative embodiment, trapped vortex cavity 70 includes rounded corners. Outer wall 78 is substantially parallel to outer liner 40 and is radially outward a distance 80 from outer liner 40. A corner bracket 82 extends between trapped vortex cavity aft wall 74 and combustor outer liner 40 and secures aft wall 74 to outer liner 40. Trapped vortex cavity upstream wall 76, aft wall 74, and outer wall 78 each include a plurality of passages (not shown) and openings (not shown) to permit air to enter trapped vortex cavity 70.

Trapped vortex cavity upstream wall 76 also includes an opening 86 sized to receive a fuel injector assembly 90. Fuel injector assembly 90 extends radially inward through combustor casing 46 upstream from a combustion chamber upstream wall 92 defining combustion chamber 48. Combustion chamber upstream wall 92 extends between combustor inner liner 42 and trapped vortex cavity upstream

wall 76 and includes an opening 94. Combustion chamber upstream wall 92 is substantially co-planar with trapped vortex cavity upstream wall 76, and substantially perpendicular to combustor inner liner 42.

Combustor upstream wall opening 94 is sized to receive a mixer assembly 96. Mixer assembly 96 is attached to combustion chamber upstream wall 92 such that a mixer assembly axis of symmetry 98 is substantially co-axial with an axis of symmetry 99 for combustion chamber 48. Mixer assembly 96 is generally cylindrical-shaped with an annular cross-sectional profile (not shown) and includes an outer wall 100 that includes an upstream portion 102 and a downstream portion 104.

Mixer assembly outer wall upstream portion 102 is substantially cylindrical and has a diameter 106 sized to receive fuel injector assembly 90. Mixer assembly outer wall downstream portion 104 extends from upstream portion 102 to combustor upstream wall opening 94 and converges towards mixer assembly axis of symmetry 98. Accordingly, a diameter 110 of upstream wall opening 94 is less than upstream portion diameter 106.

Mixer assembly 96 also includes a swirler 112 extending circumferentially within mixer assembly 96. Swirler 112 includes an intake side 114 and an outlet side 116. Swirler 112 is positioned adjacent an inner surface 118 of mixer assembly outer wall upstream portion 102 such that swirler intake side 114 is substantially co-planar with a leading edge 120 of mixer assembly outer wall upstream portion 102. Swirler 112 has an inner diameter 122 sized to receive fuel injector assembly 90. In one embodiment, swirlers 112 are single axial swirlers. In an alternative embodiment, swirlers 112 are radial swirlers.

Fuel injector assembly 90 extends radially inward into combustor 16 through an opening 130 in combustor casing 46. Fuel injector assembly 90 is positioned between domed inlet end 44 and mixer assembly 96 and includes a pilot fuel injector 140 and a main fuel injector 142. Main fuel injector 142 is radially inward from pilot fuel injector 140 and is positioned within mixer assembly 96 such that a main fuel injector axis of symmetry 144 is substantially co-axial with mixer

assembly axis of symmetry 98. Specifically, main fuel injector 142 is positioned such that an intake side 146 of main fuel injector 142 is upstream from mixer assembly 96 and a trailing end 148 of main fuel injector 142 extends through mixer assembly 96 radially inward from swirler 112 and towards combustor upstream wall opening 94. Accordingly, main fuel injector 142 has a diameter 150 that is slightly less than swirler inner diameter 122.

Pilot fuel injector 140 is radially outward from main fuel injector 142 and is positioned upstream from trapped vortex cavity upstream wall opening 86. Specifically, pilot fuel injector 140 is positioned such that a trailing end 154 of pilot fuel injector 140 is in close proximity to opening 86.

A fuel delivery system 160 supplies fuel to combustor 30 and includes a pilot fuel circuit 162 and a main fuel circuit 164 to control nitrous oxide emissions generated within combustor 30. Pilot fuel circuit 162 supplies fuel to trapped vortex cavity 70 through fuel injector assembly 90 and main fuel circuit 164 supplies fuel to mixer assembly 96 through fuel injector assembly 90. During operation, as gas turbine engine 10 is started and operated at idle operating conditions, fuel and air are supplied to combustor 30. During gas turbine idle operating conditions, combustor 30 uses only the pilot fuel stage for operating. Pilot fuel circuit 162 injects fuel to combustor trapped vortex cavity 70 through pilot fuel injector 140. Simultaneously, airflow enters trapped vortex cavity 70 through aft, upstream, and outer wall air passages and enters mixer assembly 96 through swirlers 112. The trapped vortex cavity air passages form a collective sheet of air that mixes rapidly with the fuel injected and prevents the fuel from forming a boundary layer along aft wall 74, upstream wall 76, or outer wall 78.

Combustion gases 180 generated within trapped vortex cavity 70 swirl in a counter-clockwise motion and provide a continuous ignition and stabilization source for the fuel/air mixture entering combustion chamber 48. Airflow 182 entering combustion chamber 48 through mixer assembly swirler 112 increases a rate of fuel/air mixing to enable substantially near-stoichiometric flame-zones (not shown) to propagate with short residence times within combustion chamber 48. As a result of

enhanced mixing and the short bulk residence times within combustion chamber 48, nitrous oxide emissions generated within combustion chamber 48 are reduced.

Utilizing only the pilot fuel stage permits combustor 30 to maintain low power operating efficiency and to control and minimize emissions exiting combustor 30 during engine low power operations. The pilot flame is a spray-diffusion flame fueled entirely from gas turbine start conditions. As gas turbine engine 10 is accelerated from idle operating conditions to increased power operating conditions, additional fuel and air are directed into combustor 30. In addition to the pilot fuel stage, during increased power operating conditions, mixer assembly 96 is supplied fuel with the main fuel stage through fuel injector assembly 90 and main fuel circuit 164.

Airflow 182 entering combustion chamber 48 from mixer assembly swirler 112 swirls around fuel injected into combustion chamber 48 to permit fuel/air mixture to thoroughly mix. Swirling airflow 182 increases a rate of fuel/air mixing of fuel and air entering combustion chamber 48 through mixer assembly 96 and fuel and air entering combustion chamber 48 through trapped vortex cavity 70. As a result of the increased fuel/air mixing rates, combustion is improved and combustor 30 may be operated using fewer fuel injector assemblies 90 in comparison to other known combustors. Furthermore, because the combustion is improved and mixer assembly 96 distributes the fuel evenly throughout combustor 16, flame temperatures within combustion chamber 48 are reduced, thus reducing an amount of nitrous oxide produced within combustor 30. A trapped vortex cavity flame also acts to ignite and stabilize a mixer flame. Thus, mixer assembly 96 is operable at lean fuel/air ratios. As a result, flame temperatures and nitrous oxide generation within mixer assembly 96 are reduced and mixer assembly 96 may be fueled as a lean fuel/air ratio device.

Figure 3 is a cross-sectional view of an alternative embodiment of a combustor 200 that may be used with a gas turbine engine, such as engine 10 shown in Figure 1. Combustor 200 is substantially similar to combustor 30 shown in Figure 2 and components in combustor 200 that are identical to components of combustor 30 are identified in Figure 3 using the same reference numerals used in Figure 2.

Accordingly, combustor 30 includes liners 40 and 42, domed inlet end 44, trapped vortex cavity 70, and mixer assembly 96. Combustor 200 also includes a second trapped vortex cavity 202, a fuel injector assembly 204, and a fuel delivery system 206.

Trapped vortex cavity 202 is incorporated into a portion of inner liner 42 immediately downstream of dome inlet end 44. Trapped vortex cavity 202 is substantially similar to trapped vortex cavity 70 and has a rectangular cross-sectional profile. In an alternative embodiment, trapped vortex cavity 202 has a non-rectangular cross-sectional profile. In a further alternative embodiment, trapped vortex cavity 202 includes rounded corners. Because trapped vortex cavity 202 opens into combustion chamber 48, cavity 202 only includes an aft wall 212, an upstream wall 214, and an outer wall 216 extending between aft wall 212 and upstream wall 214. Outer wall 216 is substantially parallel to inner liner 42 and is radially outward a distance 220 from inner liner 42. A corner bracket 222 extends between trapped vortex cavity aft wall 212 and combustor outer liner 214 and secures aft wall 212 to outer liner 40. Trapped vortex cavity upstream wall 214, aft wall 212, and outer wall 216 each include a plurality of passages (not shown) and openings (not shown) to permit air to enter trapped vortex cavity 202.

Trapped vortex cavity upstream wall 214 also includes an opening 224 sized to receive fuel injector assembly 204. Fuel injector assembly 204 is substantially similar to fuel injector assembly 90 (shown in Figure 2) and includes pilot fuel injector 140 and main fuel injector 142. Fuel injector assembly 204 also includes a second pilot fuel injector 230 radially inward from main fuel injector 142. Second pilot fuel injector 230 is substantially similar to first pilot fuel injector 140 and is positioned upstream from trapped vortex cavity upstream wall opening 224. Specifically, second pilot fuel injector 230 is positioned such that intake side 152 of second pilot fuel injector 230 is upstream from mixer assembly 96 and trailing end 154 of second pilot fuel injector 230 is in close proximity to opening 224.

Fuel delivery system 206 supplies fuel to combustor 200 and includes a pilot fuel circuit 240 and a main fuel circuit 242. Pilot fuel circuit 240 supplies fuel

to trapped vortex cavities 70 and 202 through fuel injector assembly 204 and main fuel circuit 242 supplies fuel to mixer assembly 96 through fuel injector assembly 204. Fuel delivery system 206 also includes a pilot fuel stage and a main fuel stage used to control nitrous oxide emissions generated within combustor 200.

During operation, as gas turbine engine 10 is started and operated at idle operating conditions, fuel and air are supplied to combustor 200. During gas turbine idle operating conditions, combustor 200 uses only the pilot fuel stage for operating. Pilot fuel circuit 240 injects fuel to combustor trapped vortex cavities 70 and 202 through pilot fuel injectors 140 and 230, respectively. Simultaneously, airflow enters trapped vortex cavities 70 and 202 through aft, upstream, and outer wall air passages and enters mixer assembly 96 through swirlers 112. The trapped vortex cavity air passages form a collective sheet of air that mixes rapidly with the fuel injected and prevents the fuel from forming a boundary layer within trapped vortex cavities 70 and 202.

Combustion gases 180 generated within trapped vortex cavities 70 and 202 swirl in a counter-clockwise motion and provide a continuous ignition and stabilization source for the fuel/air mixture entering combustion chamber 48. Airflow 182 entering combustion chamber 48 through mixer assembly swirler 112 increases a rate of fuel/air mixing to enable substantially near-stoichiometric flame-zones (not shown) to propagate with short residence times within combustion chamber 48. As a result of enhanced mixing and the short bulk residence times within combustion chamber 48, nitrous oxide emissions generated within combustion chamber 48 are reduced.

Utilizing only the pilot fuel stage permits combustor 200 to maintain low power operating efficiency and to control and minimize emissions exiting combustor 200 during engine low power operations. The pilot flame is a spray diffusion flame fueled entirely from gas turbine start conditions. As gas turbine engine 10 is accelerated from idle operating conditions to increased power operating conditions, additional fuel and air are directed into combustor 16. In addition to the pilot fuel stage, during increased power operating conditions, mixer assembly 96 is

supplied fuel with the main fuel stage through fuel injector assembly 204 and main fuel circuit 242.

Airflow 182 entering combustion chamber 48 from mixer assembly swirler 112 swirls around fuel injected into combustion chamber 48 to permit fuel/air mixture to thoroughly mix. Swirling airflow 182 increases a rate of fuel/air mixing of fuel and air entering combustion chamber 48 through mixer assembly 96 and fuel and air entering combustion chamber 48 through trapped vortex cavities 70 and 202. As a result of the increased fuel/air mixing rates, combustion is improved and combustor 200 may be operated using fewer fuel injector assemblies 204 in comparison to other known combustors. Furthermore, because the combustion is improved and mixer assembly 96 distributes the fuel evenly throughout combustor 200, flame temperatures within combustion chamber 48 are reduced, thus reducing an amount of nitrous oxide produced within combustor 200. A trapped vortex cavity flame also acts to ignite and stabilize a mixer flame. Thus, mixer assembly 96 is operable at lean fuel/air ratios. As a result, flame temperatures and nitrous oxide generation within mixer assembly 96 are reduced and mixer assembly 96 may be fueled as a lean fuel/air ratio device.

Figure 4 is a cross-sectional view of an alternative embodiment of a combustor 300 that may be used with a gas turbine engine, such as engine 10 shown in Figure 1. Combustor 300 is substantially similar to combustor 200 shown in Figure 3 and components in combustor 300 that are identical to components of combustor 200 are identified in Figure 4 using the same reference numerals used in Figure 3. Accordingly, combustor 300 includes liners 40 and 42, domed inlet end 44, and trapped vortex cavity 70. Combustor 300 also includes second trapped vortex cavity 202, a fuel injector assembly 304, a fuel delivery system 306, a first mixer assembly 308, and a second mixer assembly 310.

Combustor upstream wall opening 94 is sized to receive mixer assemblies 308 and 310. Mixer assemblies 308 and 310 are substantially similar to mixer assembly 96 (shown in Figures 2 and 3) and each include a leading edge 320, a trailing edge 322, and an axis of symmetry 324. Mixer assemblies 308 and 310 are

positioned such that leading edges 320 are substantially co-planar and such that trailing edges 322 are also substantially co-planar. Additionally, mixer assemblies 308 and 310 are attached to combustion chamber upstream wall 92 such that mixer assemblies 308 and 310 are symmetrical about combustion chamber axis of symmetry 99.

Each mixer assembly 308 and 310 also includes a swirler 330 and a venturi 332. Swirlers 330 are substantially similar to swirlers 112 (shown in Figures 2 and 3) and have an inner diameter 334 sized to receive fuel injector assembly 304. Swirlers 330 are positioned adjacent mixer assembly venturis 332. In one embodiment, swirlers 330 are single axial swirlers. In an alternative embodiment, swirlers 330 are radial swirlers. Swirlers 330 cause air flowing through mixer assemblies 308 and 310 to swirl to cause fuel and air to mix thoroughly prior to entering combustion chamber 48. In one embodiment, swirlers 330 induce airflow to swirl in a counter-clockwise direction. In another embodiment, swirlers 330 induce airflow to swirl in a clockwise direction. In yet another embodiment, swirlers 330 induce airflow to swirl in counter-clockwise and clockwise directions.

Venturis 332 are annular and are radially outward from swirlers 330. Venturis 332 include a planar section 340, a converging section 342, and a diverging section 344. Planar section 340 is radially outward from and adjacent swirlers 330. Converging section 342 extends radially inward from planar section 340 to a venturi apex 346. Diverging section 344 extends radially outward from venturi apex 346 to a trailing edge 350 of venturi 332. In an alternative embodiment, venturi 332 only includes converging section 342 and does not include diverging section 344.

Fuel injector assembly 304 is substantially similar to fuel injector assembly 204 (shown in Figure 3) and includes pilot fuel injector 140, main fuel injector 142, and second pilot fuel injector 230. Fuel injector assembly 304 also includes a second main fuel injector 360 radially inward from main fuel injector 142 between main fuel injector 142 and second pilot fuel injector 230.

Second main fuel injector 360 is identical to first main fuel injector 142 and is positioned upstream from combustor upstream wall opening 94 such that second main fuel injector 360 is substantially co-axial with mixer assembly axis of symmetry 324. Specifically, second main fuel injector 360 is positioned such that intake side 147 of second main fuel injector 360 is upstream from mixer assembly 310 and trailing end 148 of second main fuel injector 360 extends through mixer assembly 310 radially inward from swirler 330 and towards combustor upstream wall opening 94.

First main fuel injector 142 is positioned upstream from combustor upstream wall opening 94 such that first main fuel injector 142 is substantially co-axial with mixer assembly axis of symmetry 324. Specifically, first main fuel injector 142 is positioned such that intake side 146 of first main fuel injector 142 is upstream from mixer assembly 308 and trailing end 148 of first main fuel injector 142 extends through mixer assembly 308 radially inward from swirler 330 and towards combustor upstream wall opening 94.

Fuel delivery system 306 supplies fuel to combustor 300 and includes a pilot fuel circuit 370 and a main fuel circuit 372. Pilot fuel circuit 370 supplies fuel to trapped vortex cavities 70 and 202 through fuel injector assembly 304 and main fuel circuit 372 supplies fuel to mixer assemblies 308 and 310 through fuel injector assembly 304. Fuel delivery system 306 also includes a pilot fuel stage and a main fuel stage used to control nitrous oxide emissions generated within combustor 300.

The above-described combustor is cost-effective and highly reliable. The combustor includes at least one mixer assembly, at least one trapped vortex cavity, and a fuel delivery system that includes at least two fuel circuits. During idle power operating conditions, the combustor operates only with one fuel circuit that supplies fuel to the trapped vortex cavity. The pilot fuel stage permits the combustor to maintain low power operating efficiency while minimizing emissions. During increased power operating conditions, the combustor uses both fuel circuits and fuel is dispersed evenly throughout the combustor. As a result, flame temperatures are

reduced and combustion is improved. Thus, the combustor with a high combustion efficiency and with low carbon monoxide, nitrous oxide, and smoke emissions.

While the invention has been described in terms of various specific embodiments, those skilled in the art will recognize that the invention can be practiced with modification within the spirit and scope of the claims.

4. Brief Description of Drawings

Figure 1 is schematic illustration of a gas turbine engine including a combustor;

Figure 2 is a cross-sectional view of a combustor used with the gas turbine engine shown in Figure 1;

Figure 3 is a cross-sectional view of an alternative embodiment of the combustor shown in Figure 2; and

Figure 4 is a cross-sectional view of a second alternative embodiment of the combustor shown in Figure 2.

FIG. 1

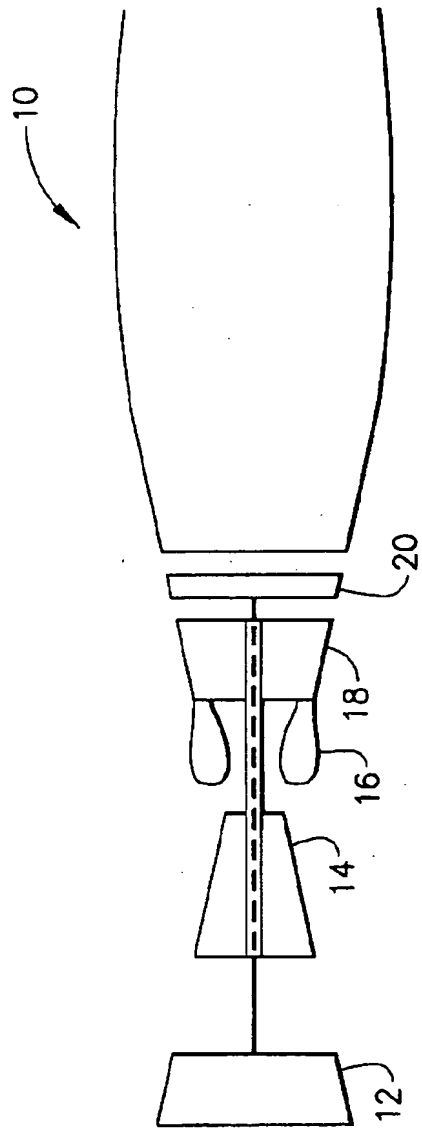


FIG. 2

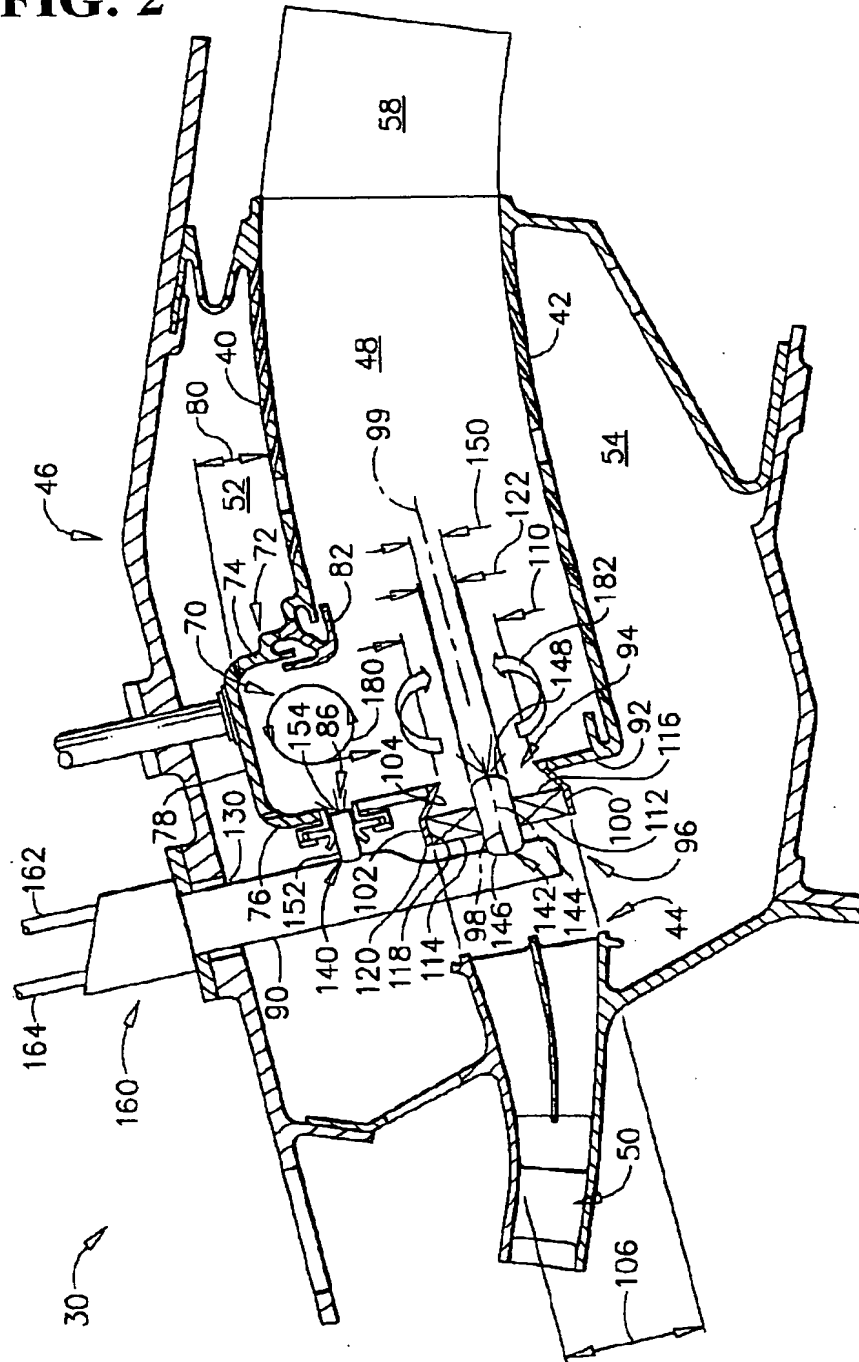


FIG. 3

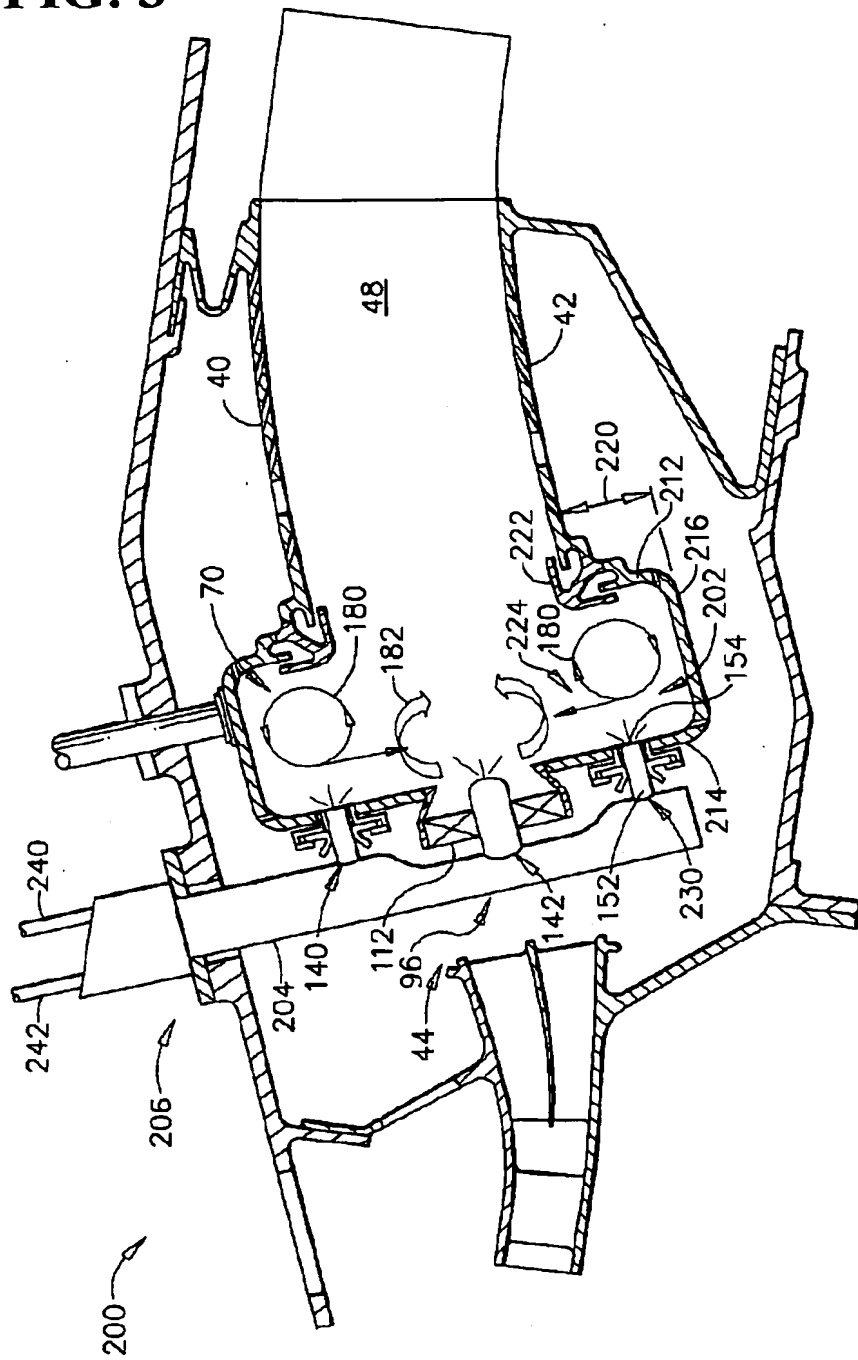
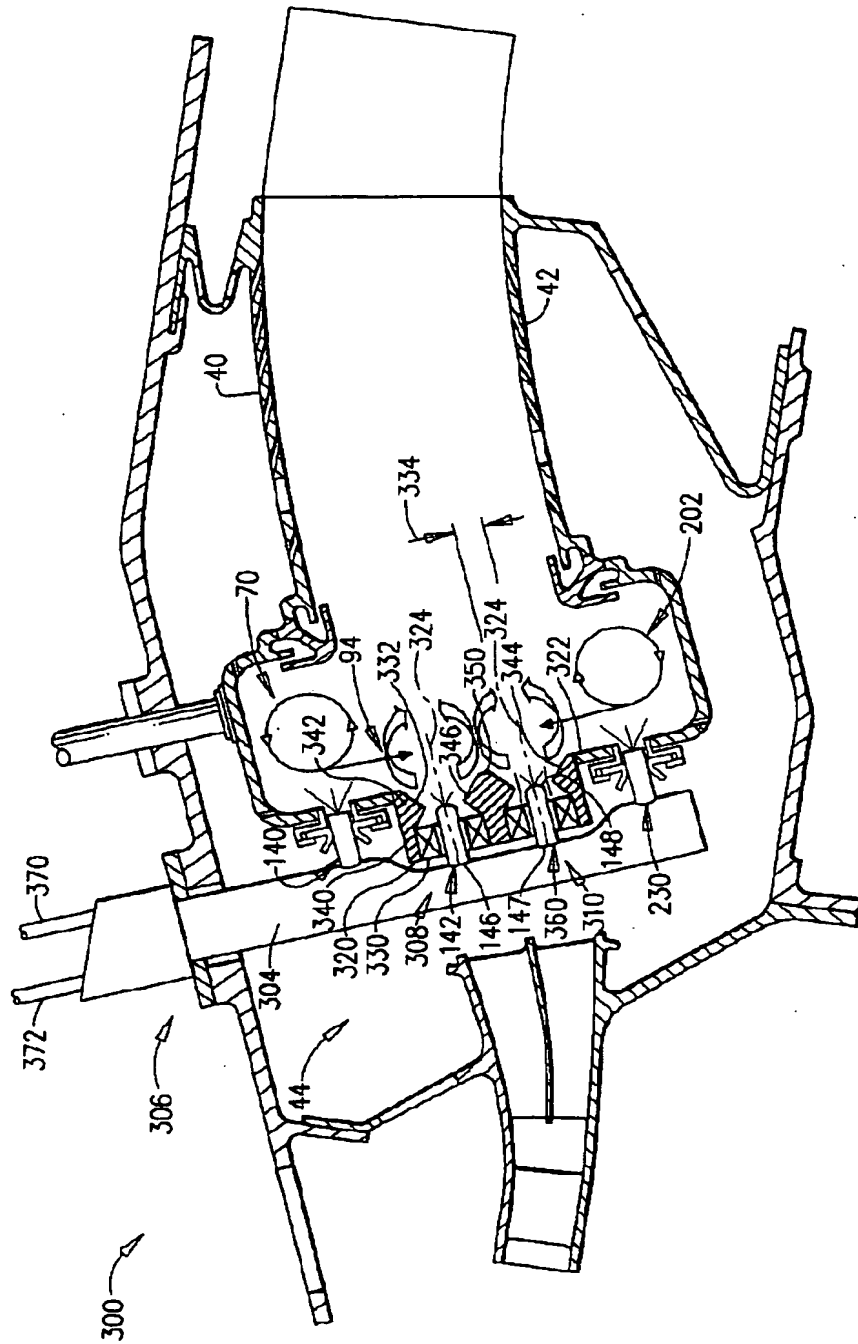


FIG. 4



1. Abstract

A combustor (16) for a gas turbine engine (10) operates with high combustion efficiency, and low carbon monoxide and nitrous oxide emissions during low, intermediate, and high engine power operations. The combustor includes a fuel delivery system (160) that includes at least two fuel stages, at least one trapped vortex cavity (70), and at least one mixer assembly (96) radially inward from the trapped vortex cavity. The two fuel stages include a pilot fuel circuit (162) that supplies fuel to the trapped vortex cavity through a fuel injector assembly (90) and a main fuel circuit (164) that also supplies fuel to the mixer assembly with the fuel injector assembly.

2. Representative Drawing: Figure 2